

РСТ

ВСЕМИРНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ
Международное бюро

B

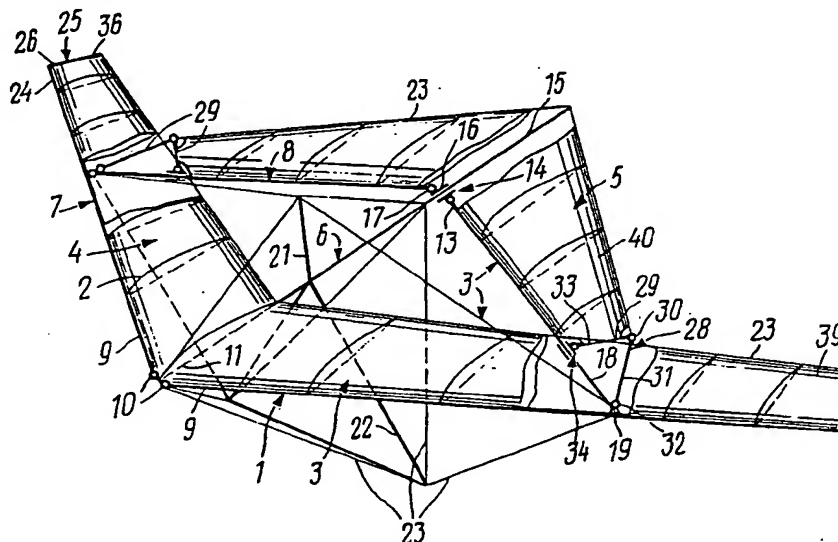
МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(51) Международная классификация изобретения ⁶ : B64C 31/028, 39/08	A1	(11) Номер международной публикации: WO 96/36533 (43) Дата международной публикации: 21 ноября 1996 (21.11.96)
(21) Номер международной заявки: PCT/RU95/00093 (22) Дата международной подачи: 15 мая 1995 (15.05.95) (71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US): ТОВАРИЩЕСТВО С ОГРАНИЧЕННОЙ ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ «АРХАР» [RU/RU]; 630041 Новосибирск, ул. 2 Станционная, д. 29 (RU) [TOVARISHESTVO S OGRANICHENNOI OTVETSTVENNOSTJU "ARKHAR", Novosibirsk (RU)]. (72) Изобретатель; и (75) Изобретатель / Заявитель (только для US): МАМЫКИН Михаил Андреевич [RU/RU]; 630016 Новосибирск, ул. Военная Горка 5 линия, д. 39 (RU) [MAMYKIN, Mikhail Andreevich, Novosibirsk (RU)].	(74) Агент: ВСЕСОЮЗНЫЙ ЦЕНТР ПАТЕНТНЫХ УСЛУГ «ПАТИС»; 117279 Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 55а (RU) [ALL-UNION CENTRE OF PATENT SERVICES «PATIS», Moscow (RU)]. (81) Указанные государства: CA, UA, US, европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE). Опубликовано С отчетом о международном поиске.	

BEST AVAILABLE COPY

(54) Title: AIRCRAFT WITH EQUALISING CONTROLS

(54) Название изобретения: ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С БАЛАНСИРНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ



(57) Abstract

The proposed aircraft with equalising controls comprises a flexible shaped wing (3) mounted on an airframe (1). The wing (3) is designed as a closed wing of "tandem" aerodynamic design and has front and aft lifting surfaces (4, 5) joined together and in the shape respectively of forward- and backward-pointing arrows. The airframe (1) has a longitudinal beam (6) and a front pair and a rear pair (7 and 8 respectively) of opposing lateral beams. Each lateral beam (7) of the front pair is secured at its first end (9) in the nose section (11) of the longitudinal beam (6) and forms a leading edge (12) of the front lifting surface (4) of the wing (3), each lateral beam (8) of the rear pair is secured by its first end (13) in the tail section (15) of the longitudinal beam (6) and by its second end (18) on the lower surface of the appropriate lateral beam (7) of the front pair and forms the leading edge (20) of the rear lifting surface (5) of the wing (3).

Предлагаемый летательный аппарат с балансирным управлением содержит гибкое профилированное крыло (3), закрепленное на каркасе (1). Крыло (3) выполнено в виде крыла замкнутого типа аэродинамической схемы "тандем" и имеет переднюю и заднюю состыкованные между собой несущие поверхности (4, 5) прямой и обратной стреловидности, соответственно. Каркас (1) содержит продольную балку (6) и переднюю и заднюю пары противоположащих боковых балок (7, 8). Каждая боковая балка (7) передней пары первым своим концом (9) закреплена в носовой части (11) продольной балки (6) и образует переднюю кромку (12) передней несущей поверхности (4) крыла 3, каждая боковая балка (8) задней пары первым своим концом (13) закреплена в хвостовой части (15) продольной балки (6), а вторым своим концом (18) закреплена на нижней поверхности соответствующей боковой балки (7) передней пары и образует переднюю кромку (20) задней несущей поверхности (5) крыла (3).

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FI	Финляндия	MR	Мавритания
AU	Австралия	FR	Франция	MW	Малави
BB	Барбадос	GA	Габон	NE	Нигер
BE	Бельгия	GB	Великобритания	NL	Нидерланды
BF	Буркина Фасо	GN	Гвинея	NO	Норвегия
BG	Болгария	GR	Греция	NZ	Новая Зеландия
BJ	Бенин	HU	Венгрия	PL	Польша
BR	Бразилия	IE	Ирландия	PT	Португалия
CA	Канада	IT	Италия	RO	Румыния
CF	Центральноафриканская Республика	JP	Япония	RU	Российская Федерация
BY	Беларусь	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SD	Судан
CG	Конго	KR	Корейская Республика	SE	Швеция
CH	Швейцария	KZ	Казахстан	SI	Словения
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SK	Словакия
CM	Камерун	LK	Шри-Ланка	SN	Сенегал
CN	Китай	LU	Люксембург	TD	Чад
CS	Чехословакия	LV	Латвия	TG	Того
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	UA	Украина
DE	Германия	MG	Малагаскар	US	Соединенные Штаты Америки
DK	Дания	ML	Мали	UZ	Узбекистан
ES	Испания	MN	Монголия	VN	Вьетнам

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С БАЛАНСИРНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

Область техники

5 Настоящее изобретение относится к области авиастроения, а более конкретно - к летательному аппарату с балансирным управлением.

Настоящее изобретение может быть использовано при создании скоростных легких и сверхлегких летательных аппаратов
10 с балансирным управлением, которые могут быть применены, например, в сельском хозяйстве, спортивно-акробатической авиации и в качестве учебно-тренировочных аппаратов.

Предшествующий уровень техники

15

Существующие в настоящее время летательные аппараты с балансирным управлением обладают недостаточно высокими летными характеристиками, например, для спортивных летательных аппаратов существует проблема дальности и скорости, для
20 транспортных и сельскохозяйственных аппаратов - проблема грузоподъемности, а для учебно-тренировочных аппаратов - проблема управляемости (безопасности).

Известен летательный аппарат с балансирным управлением (DE, OS, 3637691), содержащий гибкое профилированное средство поддерживающих элементов крыло, закрепленное на
25 каркасе, содержащем продольную балку, противоположные боковые балки, мачту и рулевую трапецию, соединенные между собой тросовыми растяжками. При этом крыло имеет S-образный профиль и в верхней части имеет обшивку по всей длине хорды
30 профиля, а в нижней части имеет обшивку до 50 процентов длины хорды профиля. Каждая боковая балка расположена между верхней и нижней обшивкой крыла внутри профиля, шарнирно состыкована с продольной балкой и имеет некоторый угол прямой стреловидности с возможностью его изменения в процессе
35 эксплуатации. (Стреловидность по передней кромке порядка

- 2 -

25-30°). Передняя кромка крыла образована тросовой растяжкой, натянутой между носовой частью продольной балки и концевой частью каждой боковой балки с возможностью изменения длины этой тросовой растяжки во время эксплуатации аппарата. Кроме того, крыло выполнено с геометрической круткой его концов на угол, меньший угла установки центральной части крыла.

Описанный летательный аппарат выполнен по аэродинамической схеме "летающее крыло", являющейся традиционной для аппаратов с балансирным управлением. Эта схема позволяет применить конструкцию каркаса с минимальным набором элементов. Это снижает вес крыла, позволяет простыми и быстрыми способами производить сборку крыла и подготовку аппарата к эксплуатации. Прямая стреловидность крыла в совокупности с отрицательной геометрической круткой концов крыла обеспечивает продольную устойчивость указанного летательного аппарата. Кроме того, эта стреловидность улучшает путевую управляемость аппарата. S-образный профиль крыла позволяет снизить опасность флаттерного пикирования при полете на малых углах атаки крыла за счет того, что у таких профилей отсутствует перемещение центра давления при изменении угла атаки. Наличие обшивки с двух сторон профиля повышает значение аэродинамического качества крыла за счет снижения сопротивления профиля. Данная конструкция позволяет изменять натяжение обшивки крыла в процессе эксплуатации посредством изменения длины тросовых растяжек, образующих переднюю кромку крыла и изменяющих угол стреловидности боковых балок, что, тем самым, позволяет изменять аэродинамическое качество и путевую управляемость летательного аппарата в полете. С увеличением натяжения увеличивается аэродинамическое качество за счет улучшения формы профиля крыла в областях, непрофилированных поддерживающими элементами, но при этом снижается управляемость летательного аппарата и наоборот.

Однако применение в указанном летательном аппарате аэродинамической схемы "летающее крыло" не позволяет получить высокие значения аэродинамического качества в виду обяза-

- 3 -

тельного наличия значительной стреловидности крыла и отрицательной кривизны его концов. Кроме того, применение S-образного профиля крыла также снижает аэродинамическое качество крыла. При этом указанные аппараты с такой аэродинамической схемой склонны к флаттерному пикированию при полетах на малых углах атаки крыла, что ухудшает их устойчивость.

Известен летательный аппарат с балансирующим управлением (SU, A, 891501), содержащий каркас, образованный продольной балкой, двумя противоположными боковыми балками с противовесами на концах, мантой и рулевой трапецией, соединенных между собой посредством тросовых растяжек. Этот летательный аппарат имеет гибкое профилированное посредством поддерживающих элементов крыло, передняя кромка которого образована боковыми балками, торцы которого образованы противовесами, а задняя кромка образована тросовой растяжкой, натянутой между противовесами и продольной балкой. Крыло имеет трапециевидную форму в плане, стреловидность отсутствует. Профиль крыла имеет в верхней части обшивку по всей длине хорды, а в нижней части имеет обшивку до 60 процентов длины хорды. Профиль крыла в его концевых частях имеет обшивку и с верхней и с нижней стороны на всю длину хорды крыла. Кроме того, указанный летательный аппарат снабжен стабилизатором, расположенным впереди крыла и образованным гибкой непрофилированной поверхностью, передней кромкой которой является тросовая растяжка, натянутая между передней частью продольной балки и противовесами на концах боковых балок. Так же этот летательный аппарат снабжен килем, образованным гибкой непрофилированной поверхностью, натянутой между продольной балкой и тросовой растяжкой, соединяющей свободный конец манты и задний конец продольной балки.

Применение в конструкции указанного летательного аппарата стабилизатора позволило отказаться от аэродинамической схемы "летающее крыло" и позволило перейти к аэродинамической схеме "утка", которая позволяет получить более высокие значения аэродинамического качества за счет уменьшения угла стреловидности, отсутствия геометрической кривизны крыла и

- 4 -

возможности применить профили с обшивкой на верхней и нижней стороне профиля по всей длине хорды, которые обладают более высокими значениями аэродинамического качества.

Применение в конструкции этого летательного аппарата 5 противовесов, расположенных на концах крыла, позволило уменьшить изгибающие нагрузки на боковые балки и, тем самым, позволило увеличить размах крыла и, соответственно, его удлинение, увеличивая аэродинамическое качество аппарата за счет снижения индуктивного сопротивления крыла. На-
10 личие килля позволило сохранить путевую управляемость аппарата, которая ухудшалась при отказе от стреловидности крыла.

Однако, наличие противовесов увеличивает вес аппарата, а их расположение на концах боковых балок в совокупности с увеличенным размахом крыла приводит к увеличению момента 15 инерции крыла в поперечном направлении, что существенно затрудняет путевое управление аппаратом. При этом при углах атаки, близким к нулевым, гибкий непрофилированный стабилизатор подвержен флаттерным колебаниям ("полосканиям"), что существенно снижает продольную устойчивость аппарата
20 при его эксплуатации.

Кроме того, указанная конструктивная схема каркаса не позволяет натягивать обшивку крыла без применения специальных устройств, например, упругих шнуров, стягивающих обшивку 25 крыла к продольной балке или к противовесам, что усложняет сборку крыла и подготовку его к эксплуатации.

При этом, указанная конструкция летательного аппарата не позволяет в процессе эксплуатации менять натяжение обшивки крыла и тем самым не позволяет изменять аэродинамическое качество и управляемость аппарата в полете.

30

Раскрытие изобретения

В основе изобретения поставлена задача создать летательный аппарат с балансируемым управлением с такой аэродинамической схемой и конструктивным выполнением профилированного 35 крыла, которые позволили бы увеличить аэродинамическое качество крыла аппарата без ухудшения его устойчивости и

- 5 -

управляемости, а также упростить процесс сборки и подготовки аппарата к эксплуатации.

Эта задача решена созданием летательного аппарата с балансирующим управлением, содержащего гибкое профилированное 5 посредством поддерживающих элементов крыло, закрепленное на каркасе, содержащем продольную балку, противоположные боковые балки, мачту и рулевую трапецию, соединенные между собой тросовыми растяжками, в котором, согласно изобретению, гибкое профилированное крыло выполнено в виде крыла замкну- 10 того типа аэродинамической схемы "тандем" и имеет две состыкованные между собой несущие поверхности, первая несущая поверхность выполнена с прямой стреловидностью, а вторая несущая поверхность выполнена с обратной стреловидностью, при этом противоположные боковые балки представляют собой 15 переднюю и заднюю пары, каждая боковая балка передней пары одним своим концом закреплена в носовой части продольной балки и образует переднюю кромку первой несущей поверхности крыла, каждая боковая балка задней пары первым своим концом закреплена в хвостовой части продольной балки, а вторым 20 своим концом закреплена на нижней поверхности соответствующей боковой балки передней пары и образует переднюю кромку второй несущей поверхности крыла.

Применение крыла замкнутого типа аэродинамической схемы "тандем" на аппарате с балансирующим управлением позволяет 25 увеличить удлинение крыла без увеличения размаха крыла и, тем самым, повысить аэродинамическое качество за счет снижения индуктивного сопротивления крыла, при этом не увеличение веса конструкции. Применение схемы "тандем" позволяет избавиться от опасности флаттерного пикирования в широком 30 диапазоне летных углов атаки крыла, при этом путевая управляемость не ухудшается в виду того, что фокус боковой схемы этого крыла находится позади центра тяжести аппарата. При этом наличие указанных стреловидностей передней и задней несущих поверхностей улучшает путевую управляемость аппарата. Кроме того, такая схема позволяет применить конструкции с минимальным набором элементов, что упрощает изготовление, 35 сборку и подготовку аппарата к эксплуатации, а также умень-

- 6 -

шает вес крыла.

Так же указанная схема позволяет уменьшить длину хорды профиля, что позволяет более точно выдержать форму профиля крыла, что, в свою очередь, улучшает аэродинамическое ка-
5 чество крыла. При этом появляется возможность применить крыло, имеющее профиль с более высоким показателем аэродинамического качества, что увеличивает аэродинамическое ка-
чество крыла в целом.

Целесообразно, чтобы каждая боковая балка каждой пары
10 была соединена с продольной балкой и соответствующей ей боковой балкой другой пары шарнирно, при этом боковые балки задней пары были соединены с продольной балкой с возможностью совместного скольжения вдоль оси последней.

Шарнирное крепление каждой боковой балки каждой пары к
15 продольной балке и между собой, а также возможность совместного скольжения задней пары боковых балок вдоль продольной балки позволяет производить простым и быстрым способом сборку крыла и подготовку его к эксплуатации, совместное натяжение обшивки передней и задней несущих поверх-
20 ностей, что позволяет улучшить форму профиля крыла в местах, неподкреплённых профилирующими элементами, что улучшает аэродинамическое качество крыла, а также изменять натяжение обшивки крыла в процессе эксплуатации летательного аппарата, что позволяет изменять аэродинамическое ка-
25 чество крыла и управляемость аппарата в полете.

Желательно, чтобы на свободном конце каждой боковой балки передней пары был консольно закреплён профилирующий элемент, выполненный в виде стержня, образующего торец первой несущей поверхности крыла, а на втором конце каждой
30 боковой балки задней пары был закреплён профилирующий элемент, представляющий собой два шарнирно соединённых между собой стержня, свободный конец первого из которых шарнирно закреплён на втором конце соответствующей боковой балки задней пары вблизи места её крепления к соответствующей бо-
35 ковой балке передней пары, а свободный конец второго стержня шарнирно соединён с этой балкой с возможностью скольжения вдоль её оси, при этом второй стержень образует торец

- 7 -

второй несущей поверхности крыла.

Указанное конструктивное выполнение позволяет иметь профилированный торец крыла и производить равномерное натяжение гибкой обшивки на обеих несущих поверхностях простым способом, что облегчает процесс подготовки крыла к эксплуатации. При этом равномерное натяжение как верхней стороны профиля, так и его нижней стороны, улучшает аэродинамическое качество профиля и крыла в целом, а наличие профилированных торцов несущих поверхностей, кроме улучшения аэродинамического качества крыла, улучшает устойчивость и управляемость летательного аппарата.

Благоприятно, чтобы каждый свободный конец стержня профилирующего элемента каждой боковой балки передней пары был соединен с продольной балкой посредством тросовой растяжки, которая образует заднюю кромку передней несущей поверхности крыла, а каждый второй стержень профилирующего элемента каждой боковой балки задней пары вблизи места его крепления к первому стержню был соединен с продольной балкой посредством тросовой растяжки, которая образует заднюю кромку несущей поверхности крыла.

Благодаря этому уменьшается прогиб задней кромки крыла от воздействия потока воздуха, что способствует сохранению формы профиля крыла и улучшает аэродинамическое качество крыла.

Целесообразно, чтобы каждая поверхность гибкого профилированного крыла имела обшивку с верхней и нижней стороны профиля крыла по всей длине его хорды.

Это снижает сопротивление профиля крыла и крыла в целом, и тем самым, увеличивает аэродинамическое качество крыла. Кроме того, наличие двойной обшивки снижает воздухопроницаемость крыла, что также увеличивает его аэродинамическое качество. При этом использование обшивки по всей длине хорды профиля крыла стало возможным благодаря применению к предлагаемому летательному аппарату аэродинамической схемы "тандем", которая обладает высокой устойчивостью в широком диапазоне летных углов атаки.

Таким образом, создание предлагаемого летательного ап-

- 8 -

парата с балансирным управлением позволяет получить более высокие значения аэродинамического качества, сочетает в себе простоту конструкции и высокую безопасность эксплуатации. Замкнутая схема крыла позволяет получить удлинение 5 крыла в 2-2,5 раза больше на передней несущей поверхности и в 1,2-1,5 раза больше на задней несущей поверхности, что приводит к увеличению аэродинамического качества, так как увеличение удлинения приводит к снижению сопротивления, при этом вес конструкции не возрастет. С точки зрения аэродинамики 10 мики схема "тандем" хорошо известна и позволяет не опасаться флаттерного пикирования на малых углах атаки и потому дает возможность применять высоконесущие профили со 100 процентной двойной обшивкой. В виду малости хорд несущих 15 поверхностей поддерживающие элементы обеспечивают более жесткое соблюдение формы профиля, что также повышает аэродинамическое качество.

При этом предлагаемая конструкция летательного аппарата обладает высокой устойчивостью и управляемостью, а также позволяет упростить процесс сборки и подготовки аппарата к 20 эксплуатации.

Краткое описание чертежей

Для лучшего понимания изобретения ниже приведен конкретный пример его выполнения со ссылками на прилагаемые 25 чертежи, на которых:

Фиг.1 схематично изображает летательный аппарат с балансирным управлением, выполненный согласно изобретению, вид в плане;

30 Фиг.2 - схематично изображает летательный аппарат с балансирным управлением, выполненный согласно изобретению, изометрия с частичными вырывами;

Фиг.3 - схему натяжения несущих поверхностей гибкого профилированного крыла, выполненного согласно изобретению.

- 9 -

ЛУЧШИЙ ВАРИАНТ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Летательный аппарат с балансирным управлением, выполненный согласно изобретению, содержит каркас 1 (фиг.1), на котором закреплено гибкое профилированное посредством поддерживающих элементов 2 крыло 3. Профиль крыла 3 имеет плоско-выпуклую форму. Поддерживающие элементы 2 могут быть выполнены любой известной и предназначенной для аналогичных целей конструкции, например, представлять собой согнутые по профилю крыла 3 трубки из алюминия или пластмассы. Крыло 3 выполнено в виде крыла замкнутого типа аэродинамической схемы "тандем" и имеет две состыкованные между собой несущие поверхности 4,5. Первая передняя несущая поверхность 4 имеет незначительную прямую стреловидность, а вторая задняя несущая поверхность 5 имеет незначительную обратную стреловидность. Углы стреловидности передней и задней несущих поверхностей 4,5 крыла 3 можно выполнять приблизительно одинаковыми порядка 15-20° (как изображено на фигурах 1,2,3), а можно эти углы выполнять отличными один от другого. При этом углы стреловидности могут колебаться в диапазоне от 5 до 45° и в любом случае будет обеспечена устойчивость и управляемость аппарата.

Каркас 1 крыла 3 содержит продольную балку 6 и переднюю и заднюю пары противоположных боковых балок 7,8. Каждая боковая балка 7 передней пары первым своим концом 9 посредством шарнира 10 (фиг.2) закреплена в носовой части 11 продольной балки 6 и образует переднюю кромку 12 (фиг.3) передней несущей поверхности 4 крыла 3. Каждая боковая балка 8 (фиг.2) задней пары первым своим концом 13 посредством шарнирного узла 14 закреплена в хвостовой части 15 продольной балки 6 с возможностью скольжения вдоль ее продольной оси. Узел 14 может представлять собой любую известную конструкцию, предназначенную для аналогичных целей, например, он может быть выполнен в виде подпружиненного цилиндрического элемента 16, коаксиально одетого на продольную балку 6, в котором с двух сторон жестко прикреплены шарниры 17, закрепленные на первом конце 13 каждой боковой балки 8 зад-

- 10 -

ней пары.

Второй конец 12 каждой боковой балки 8 задней пары посредством шарнира 19 закреплен на нижней поверхности соответствующей боковой балки 7 передней пары и образует переднюю кромку 20 (фиг.3) задней несущей поверхности 5 крыла 3. Длины каждой боковой балки 7 (фиг.2) передней пары и каждой боковой балки 8 задней пары находятся в приблизительно соотношении 3/2. Это соотношение зависит от назначения предлагаемого летательного аппарата и может меняться от 1/1 до 1/2. Расположение шарниров 19 по длине боковых балок 7 передней пары определяет угол стреловидности по передним кромкам 12, 20 (фиг.3), соответственно, передней и задней несущих поверхностей 4,5 крыла 3.

На продольной балке 6 (фиг.2) приблизительно по середине между местом крепления шарниров 10 боковых балок 7 передней пары и шарнирного узла 14 боковых балок задней пары прикреплены мачта 21 и рулевая трапеция 22. Место их крепления зависит от назначения предлагаемого летательного аппарата. От вершины мачты 21 к боковым балкам 7 передней пары и к носовой и хвостовой части 11,15 продольной балки 6 натянуты тросовые растяжки 23. От свободных углов рулевой трапеции 22 к боковым балкам 7 передней пары и к носовой и хвостовой части 11,15 продольной балки 6 также натянуты тросовые растяжки 23. Эти растяжки 23 обеспечивают геометрическую неизменность конструкции.

На свободном конце 24 (фиг.1) каждой боковой балки 7 передней пары консольно закреплен профилирующий элемент 25, представляющий собой согнутый по профилю крыла стержень, например, из алюминиевой трубки. Каждый стержень 25 образует соответствующий торец 27 (фиг.3) первой несущей поверхности 4 крыла 3.

На втором конце 18 (фиг.2) каждой боковой балки 8 задней пары шарнирно закреплен профилирующий элемент 28, представляющий собой два стержня 29, соединенных между собой посредством шарнира 30. Каждый стержень 29 представляет собой, например, алюминиевую трубку, согнутую по профилю крыла 3. Свободный конец 31 первого стержня 29 посредством

- 11 -

шарнира 32 закреплен на втором конце 18 соответствующей боковой балки 8 задней пары вблизи места ее крепления к соответствующей боковой балке 7 передней пары. Свободный конец 33 второго стержня 29 посредством шарнирного узла 34 соединен с соответствующей боковой балкой 8 задней пары с возможностью скольжения вдоль ее продольной оси. Шарнирный узел 34 может представлять собой любую известную конструкцию, предназначенную для аналогичных целей, например, он может быть выполнен аналогично вышеописанному шарнирному узлу 14. При этом каждый второй стержень 29 образует соответствующий торец 35 (фиг.3) задней несущей поверхности 5 крыла 3.

Каждый свободный конец 36 (фиг.2) стержня 26 профилирующего элемента 28 каждой боковой балки 7 передней пары соединен с продольной балкой 6 посредством тросовой растяжки 23, которая образует заднюю кромку 37 (фиг.3) передней несущей поверхности 4 крыла 3. Каждый второй стержень 29 (фиг.2) профилирующего элемента 28 каждой боковой балки 8 задней пары вблизи места его крепления к первому стержню 29 соединен с продольной балкой 6 также посредством тросовой растяжки 23, которая образует заднюю кромку 38 (фиг.3) задней несущей поверхности 5 крыла 3.

На контур, образованный боковыми балками 7 (фиг.2) передней пары (передняя кромка 12), профилирующими элементами 25 25 (торец 27) и тросовыми растяжками 23 (задняя кромка 37), натянута гибкая обшивка 39, образующая переднюю несущую поверхность 4 крыла 3. На контур, образованный боковыми балками 8 задней пары (передняя кромка 20), вторыми стержнями 29 профилирующими элементами 28 (торец 35) и тросовыми растяжками 23 (задняя кромка 38), натянута гибкая обшивка 40, образующая заднюю несущую поверхность 5 крыла 3. При этом профиль крыла 3 передней и задней несущих поверхностей 4,5 может иметь обшивку только сверху или сверху и частично снизу, однако использование аэродинамической схемы "тандем" 35 позволило выполнить обшивку 39,40 с верхней и с нижней стороны профиля крыла 3 по всей длине его хорды.

К продольной балке 6 вблизи места крепления к ней

- 12 -

левой трапеции 22 подвешивается полезный груз (на чертеже не показан), например: пилот, мототележка с одним, двумя пилотами, контейнер.

Все элементы каркаса 1 могут быть выполнены из алюминия-
5 ниевых труб, гибкая обшивка 39,40 может быть выполнена из ткани типа "дакрон", "кавлар", тросовые растяжки 23 могут представлять собой канаты из стали или синтетических материалов. Шарнирные узлы 14 и 34 могут быть подпружинены, например, посредством пружинных элементов 41 (фиг.3), выпол-
10 ненных из резиновых шнуров.

Сборку летательного аппарата осуществляют следующим образом.

На продольной балке 6 посредством шарниров 10 и шар-
нирного узла 14 закрепляют боковые балки 7,8 передней и
15 задней пар. К боковым балкам 7,8 крепят профилирующие элементы 25, 28, а к этим элементам 25,28 и к продольной балке 6 крепят тросовые растяжки 23. Затем боковые балки 7,8 сводят к продольной балке 6 и на образованные контуры оде-
вают гибкие обшивки 39,40. После чего боковые балки 7,8
20 разводят и производят предварительное натяжение несущих поверхностей 4,5. Затем устанавливают профилирующие элементы 2 и формируют профиль крыла 3.

Посредством пружинного элемента 41 шарнирный узел 14 с
силой притягивают в направлении носовой части 11 продольной
25 балки 6, что приводит к разведению боковых балок 7,8. В результате этого происходит равномерное натяжение обшивки 39 передней несущей поверхности 4 крыла 3 и средней части зад-
ней несущей поверхности 5 крыла 3. Затем посредством пружинных элементов 41 шарнирные узлы 34 с силой притягивают в
30 направлении вторых концов боковых балок 8 задней пары, в результате чего происходит равномерное натяжение обшивки 40 задней несущей поверхности 5 крыла 3.

На фигуре 3 стрелками 9 указано направление усилий при
натяжении обшивки 39,40 крыла 3.

35 После подвески пилота или мототележки летательный аппарат готов к эксплуатации.

Эксплуатацию аппарата осуществляют следующим образом.

- 13 -

Эксплуатация аппарата аналогична эксплуатации любых известных аппаратов с балансирующим управлением.

Подъемная сила создается передней и задней несущими поверхностями 4,5, при этом, согласно схеме "тандем", обе поверхности 4,5 принимают одинаковое участие в создании этой подъемной силы. Благодаря тому, что схема "тандем" позволяет иметь большое удлинение обеих несущих поверхностей 4,5, индуктивное сопротивление крыла 3 в целом снижается и, тем самым, увеличивается его аэродинамическое качество. Поскольку центр тяжести аппарата находится между несущими поверхностями 4,5, создающими подъемную силу, то продольная устойчивость и управляемость аппарата возрастают пропорционально увеличению расстояния между несущими поверхностями 4,5, создающими подъемную силу. Причем на малых углах атаки при использовании схемы "тандем" не происходит "полоскания" обшивки 39,40, приводящего к флаттерному пикированию.

Управление аппаратом в полете производят путем отклонения центра тяжести посредством перемещения пилота (груза) относительно рулевой трапеции 22. Поскольку размах крыла 3 по сравнению с прототипом уменьшается, то его путевая управляемость увеличивается. При этом сочетание незначительной прямой стреловидности передней несущей поверхности 4 и незначительной обратной стреловидности задней несущей поверхности 5 приводит к улучшению путевой управляемости аппарата. Поскольку воздушная нагрузка равномерно распределена между передней и задней несущими поверхностями 4,5, то нагрузка на каждую боковую балку 7,8 крыла 3 снижена, что позволяет уменьшить вес каркаса 1.

Благодаря шарнирному креплению боковых балок 7,8 между собой и с продольной балкой 6 появляется возможность посредством изменения усилия натяжения пружинного элемента 41 регулировать натяжение гибкой обшивки 39,40 в процессе эксплуатации аппарата, что позволяет изменять аэродинамическое качество крыла 3 в полете. От величины натяжения пружинного элемента 41 также зависят углы стреловидности передних кромок обеих несущих поверхностей 4,5 крыла 3, что влияет на уп-

- 14 -

равляемость аппарата, которую также можно менять в полете.

Промышленная применимость

5

Настоящее изобретение может быть использовано при создании скоростных, легких и сверхлегких летательных аппаратов с балансирным управлением, которые могут быть применены в сельском хозяйстве, спортивно-акробатической авиации и в качестве учебно-тренировочных аппаратов.

- 15 -

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Летательный аппарат с балансирным управлением, содержащий гибкое профилированное посредством поддерживающих
5 элементов (2) крыло (3), закрепленное на каркасе (1), содержащем продольную балку (6), противолежащие боковые балки (7,8), мачту (21) и рулевую трапецию (22), соединенные между собой тросовыми растяжками (23), отличающийся тем, что гибкое профилированное крыло (3) выполнено в виде
10 крыла замкнутого типа аэродинамической схемы "тандем" и имеет две состыкованные между собой несущие поверхности (4,5), передняя несущая поверхность (4) имеет прямую стреловидность, а задняя несущая поверхность (5) имеет обратную стреловидность, при этом противолежащие боковые балки (7,8)
15 представляют собой переднюю и заднюю пары, каждая боковая балка (7) передней пары первым своим концом (9) закреплена в носовой части (11) продольной балки (6) и образует переднюю кромку (12) передней несущей поверхности (4) крыла (3), каждая боковая балка (8) задней пары первым своим концом
20 (13) закреплена в хвостовой части (15) продольной балки (6), а вторым своим концом (18) закреплена на нижней поверхности соответствующей боковой балки (7) передней пары и образует переднюю кромку (20) задней несущей поверхности (5) крыла (3).

25 2. Летательный аппарат с балансирным управлением по п.1, отличающийся тем, что каждая боковая балка (7,8) каждой пары соединена с продольной балкой (6) и соответствующей ей боковой балкой (8,7) шарнирно, при этом каждая боковая балка (8) задней пары соединена с продольной
30 балкой (6) с возможностью совместного скольжения вдоль продольной оси последней.

3. Летательный аппарат с балансирным управлением по п.2, отличающийся тем, что на свободном конце (24) каждой боковой балки (7) передней пары консольно закреплена профилирующий элемент (25), выполненный в виде стержня (26), образующего соответствующий торец (27) передней
35 несущей поверхности (4) крыла (3), а на втором конце (19)

- 16 -

каждой боковой балки (8) задней пары шарнирно закреплён профилирующий элемент (28), представляющий собой два шарнирно соединённых между собой стержня (29), свободный конец (31) первого из которых шарнирно закреплён на втором конце (18) соответствующей боковой балки (8) задней пары вблизи места её крепления к соответствующей боковой балке (7) передней пары, а свободный конец (34) второго стержня (29) шарнирно соединён с этой балкой (8) с возможностью скольжения вдоль её продольной оси, при этом второй стержень (29) образует торец (35) задней несущей поверхности (5) крыла (3).

4. Летательный аппарат с балансирным управлением по п.3, отличающийся тем, что каждый свободный конец (36) стержня (26) профилирующего элемента (28) каждой боковой балки (7) передней пары соединён с продольной балкой (6) посредством тросовой растяжки (23), которая образует заднюю кромку (37) передней несущей поверхности (4) крыла (3), каждый второй стержень (29) профилирующего элемента (28) каждой боковой балки (8) задней пары вблизи места его крепления к первому стержню (29) соединён с продольной балкой (6) посредством тросовой растяжки (23), которая образует заднюю кромку (38) задней несущей поверхности (5) крыла (3).

5. Летательный аппарат с балансирным управлением по любому из предшествующих пунктов, отличающийся тем, что каждая несущая поверхность (4,5) гибкого профилированного крыла (3) имеет обшивку (39,40) с верхней и с нижней стороны профиля крыла (3) по всей длине его хорды.

1/2

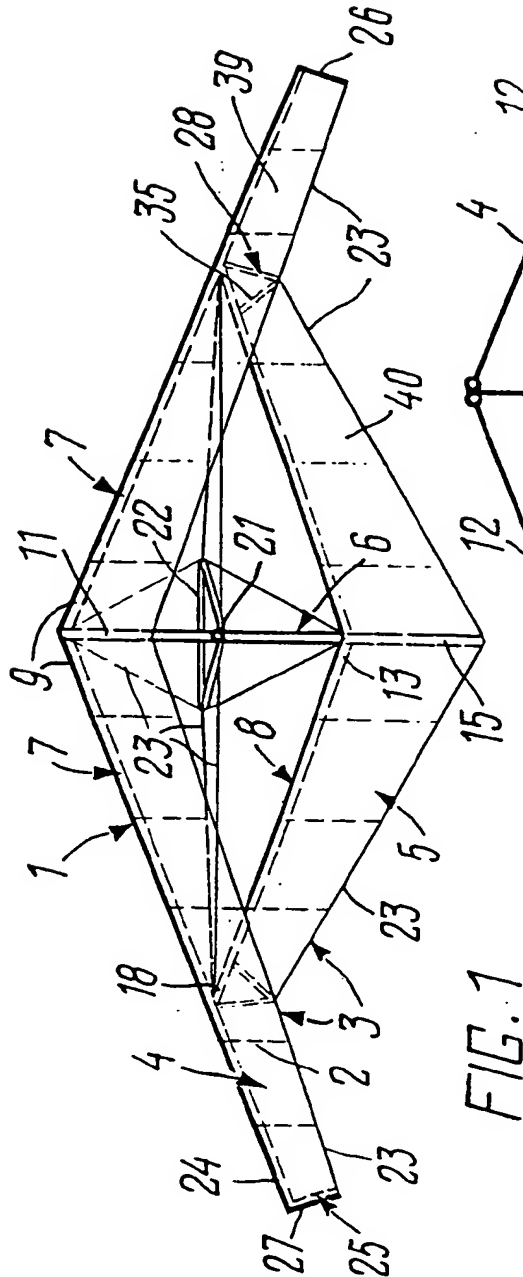


FIG. 1

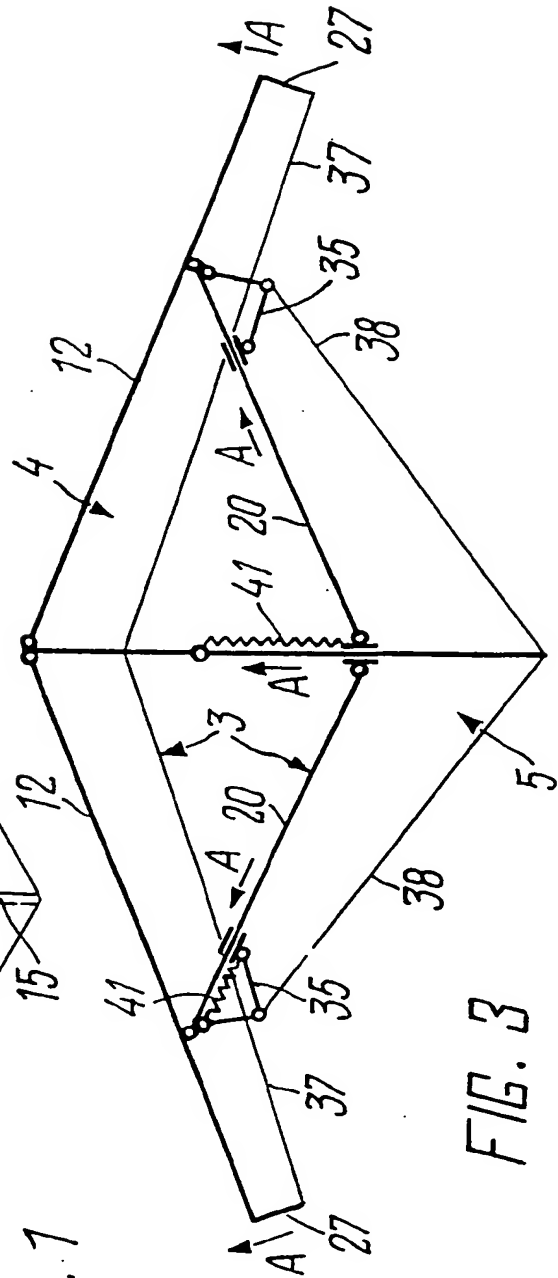


FIG. 3

2/2

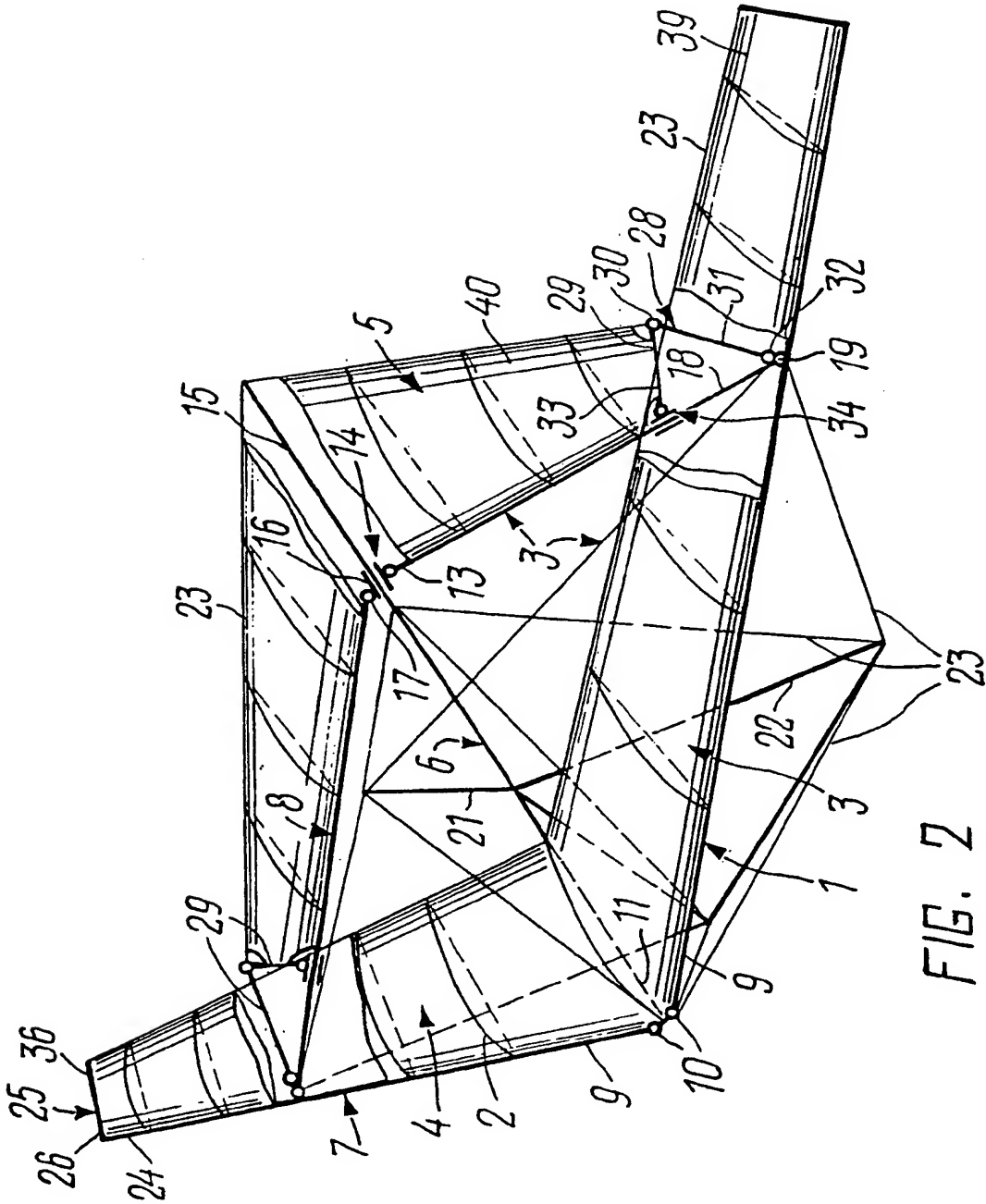


FIG. 2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 95/00093

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl⁶. B64C 31/028, 39/08

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl⁶. B64C 31/02, 31/028, 39/08

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US, A, 4336913 (ERIC B. HALL), 29 June 1982 (29.06.82), Figs. 1-3	1
A	US, A, 4541593 (LUCIEN CABROL), 17 September 1985 (17.09.75), Fig.2	2,3
A	US, A, 4116407 (STEPHEN C. MURRAY), 26 September 1978 (26.09.78), Fig.1,2	5
A	US, A, 3936012 (STEPHEN C. MURRAY), 3 February 1976 (03.02.76), Fig.2	4
A	DE, A1, 2617033 (WEISSERT HERBERT), 3 November 1977 (03.11.77), Fig.1	1
A	DE, A1, 2854939 (HARTMANN JURGEN), 10 July 1980 (10.07.80), Fig. 2,3	3

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance: the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance: the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

30 November 1995 (30.11.95)

Date of mailing of the international search report

19 December 1995 (19.12.95)

Name and mailing address of the ISA/ RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (July 1992)

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка No
PCT/RU 95/00093

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ: B64C 31/02B, 39/08
Согласно международной патентной классификации (МКИ-6)

В. ОБЛАСТИ ПОИСКА:

Проверенный минимум документации (Система классификации и индекси) МКИ-6: B64C 31/02, 31/02B, 39/08

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (названия базы и, если возможно, поисковые термины):

С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория *)	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.
A	US, A, 4336913 (ERIC B. HALL), 29 июня 1982 (29.06.82), фиг. 1-3	1
A	US, A, 4541593 (LUCIEN CABROL), 17 сентября 1985 (17.09.75), фиг. 2	2, 3
A	US, A, 4116407 (STEPHEN C. MURRAY), 26 сентября 1978 (26.09.78), фиг. 1, 2	5

☒ последующие документы указаны в продолжении графы С

☐ данные о патентах-аналогах указаны в приложении

* Особые категории ссылочных документов:

"А" - документ, определяющий общий уровень техники.

"Е" - более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее.

"О" - документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т. д.

"Р" - документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета.

"Т" - более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения.

"Х" - документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень.

"У" - документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории.

"&" - документ, являющийся патентом-аналогом.

Дата действительного завершения международного поиска
30 ноября 1995 (30.11.95)

Дата отправки настоящего отчета о международном поиске
19 декабря 1995 (19.12.95)

Наименование и адрес Международного поискового органа:
Всероссийский

научно-исследовательский институт государственной патентной экспертизы, Россия, 121858, Москва, Бережковская наб. 30-1
факс (095)243-33-37, телетайп 114818 ПОДАЧА

Уполномоченное лицо:

Е. Паршин

тел. (095)240-58-88

Форма PCT/ISA/210 (второй лист) (июль 1992)

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка No
PCT/RU 95/00093

С. (Продолжение) ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ		
Категория *)	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.
A	US. A. 3936012 (STEPHEN C. MURRAY), 3 февраля 1976 (03.02.76), фиг. 2	4
A	DE. A1. 2617033 (WEISSERT, HERBERT), 3 ноября 1977 (03.11.77), фиг. 1	1
A	DE. A1. 2854939 (HARTMANN, JÜRGEN), 10 июля 1980 (10.07.80), фиг. 2, 3	3

Форма PCT/ISA/210 (продолжение второго листа) (июль 1992).

THIS PAGE BLANK (USPTO)

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☒ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☒ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.

THIS PAGE BLANK (USPTO)